

文章编号:1674-8190(2019)06-750-09

水翼型水上飞机偏转机翼布局数值研究

申遂愿,朱清华,曾嘉楠,朱振华,王坤

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京 210016)

摘要:传统水上飞机水面起飞过程阻力峰值较大,提出一种可偏转机翼水翼型水上飞机,飞机水面滑行时偏转机翼割划水面产生水动升力将飞机抬高水面降低阻力,空中飞行时偏转机翼根据飞行条件可偏转角度。采用空气动力和水动力耦合求解并结合动力学平衡方程方法分析该布局水动特性及空中巡航气动特性,同时计算同尺寸双浮筒型水上飞机水动与气动特性,比较两种构型水动与气动特性。结果表明:水面起飞过程中水翼型水上飞机总阻力峰值约为双浮筒型水上飞机偏转机翼布局的 50.7%;飞机空中飞行时,偏转机翼偏转角为 0°时气动性能最优且所受阻力低于双浮筒型水上飞机,从而证明水翼型水上飞机偏转机翼布局能够有效提高水上飞机的水动与气动性能。

关键词:水上飞机;水翼;偏转机翼;偏转角;双浮筒

中图分类号:V211.51

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.06.003

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Numerical Research on the Layout for Wing-deflectable Hydrofoil Seaplane

Shen Suiyuan, Zhu Qinghua, Zeng Jianan, Zhu Zhenhua, Wang Kun

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The resistance peak of traditional seaplane during water takeoff is large, a hydrofoil seaplane with deflectable wings is proposed. The hydrodynamic lift generated by deflectable wing cutting the water surface during takeoff is big enough to lift the aircraft off the water surface to reduce the resistance. The deflectable wing can deflect the angle according to flight conditions during the flight phase. Aerodynamic and hydrodynamic coupling solutions and dynamic equilibrium equations are used to analyze the hydrodynamic performance for hydrofoil seaplane, and the aerodynamic characteristics of air cruise. At the same time, the aerodynamic and hydrodynamic performances of the same size double-float seaplane is calculated, and the hydrodynamic and aerodynamic characteristics for two configurations are compared. The results show that the peak value of total drag for hydrofoil seaplane is about 50.7% of that of the deflection wing for double-float seaplane during takeoff, the aerodynamic performance of deflecting wing with 0° deflection angle is optimal and the drag is lower than that of double-float seaplane during flight, which proves that the deflection wing layout of hydrofoil seaplane can effectively improve the hydrodynamic and aerodynamic performance for seaplane.

Key words: seaplane; hydrofoil; deflecting wing; deflection angle; double-float

收稿日期:2018-12-24; 修回日期:2019-03-15

基金项目:江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者:朱清华, zhuqinghua@nuaa.edu.cn

引用格式:申遂愿,朱清华,曾嘉楠,等. 水翼型水上飞机偏转机翼布局数值研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 750-758.

Shen Suiyuan, Zhu Qinghua, Zeng Jianan, et al. Numerical research on the layout for wing-deflectable hydrofoil seaplane[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 750-758. (in Chinese)

0 引言

水上飞机兼具飞机与高性能船舶的一些共同特点,能够在水面滑行、起飞与降落,也能在空中飞行,装有起落装置的水上飞机能够在陆地起降^[1]。1905 年法国航空先驱瓦赞兄弟设计了世界上第一款水上飞机^[2],第二次世界大战后,水上飞机随着航空技术的进步得到迅速发展,可靠性和飞行性能得到很大提高。较为著名的水上飞机有美国 LA4-200 水陆两栖飞机,其先后生产了 1 000 多架^[1],日本的 US-1 型水陆两栖飞机,采用了抑制水上起降落水花喷溅的技术,德国的 Seastar 两栖飞机优化船体设计减小水动阻力,俄罗斯在 A-40 基础上研制出森林灭火型两栖飞机 Be-200^[3]。

中国在 20 世纪 70 年代研制出水轰-5 水上飞机,主要用于反潜与灭火^[4],90 年代南京航空航天大学研制出 FT300 轻型水上飞机,主要用于民用观光旅游、水上缉私等方面^[5];21 世纪,航空工业特种飞行器研究所研制的 AG-600 型水上飞机于 2018 年完成水面起飞试验,该型水上飞机是目前世界上最大的水上飞机。

传统水上飞机分为单浮筒式、双浮筒式和船身式三种类型。传统型水上飞机水面起飞阻力峰值远高于飞机巡航状态所受阻力,为了满足水面起飞条件而安装大功率发动机,而水上飞机巡航飞行时间远多于水面起飞时间,发动机水面起飞过程短时间输出大功率,大部分时间工作在小转速低输出功率状态,容易对发动机造成损坏,缩短发动机使用寿命^[6]。同时,附加的浮筒或船身设计增加了飞机的重量,降低了飞机的有效载荷。

法国 Lisa 航空公司于 2012 年设计制造了 Akoya 水翼型水上飞机, Akoya 飞机机身腹部与尾部均安装有水翼,取消了浮筒与船身式设计。水的密度约为空气密度的 800 倍,因此较小浸水面积的水翼割划水面能产生较大的水动升力, Akoya 水上飞机的速度达到一定值后,水翼产生的水动升力将机身抬离水面,从而减小飞机的浸水面积,降低飞机的水动阻力峰值,实现快速短距水面起飞,但该种构型额外的水翼对飞机空中飞行性能产生一定不利影响。

目前针对水翼型水上飞机的研究较少,水翼型水上飞机水面滑行状态与水翼船水面航行状态类

似,可以参考其研究方法。水翼船水动性能研究方法主要分为三种:一是通过实验的方法进行研究,如迟云鹏等^[7]对 30 t 槽道水翼滑行艇进行了试验,研究了水翼剖面形状、水翼安装角、船体重心位置等对槽道水翼滑行艇阻力性能的影响;二是通过经验公式和工程方法进行估算,如唐建飞等^[8]结合经验公式和简化模型得出了水翼船阻力计算方法;三是基于 CFD 软件进行水翼船阻力计算,如周进^[9]采用 SST $k-\epsilon$ 模型对水翼滑行艇阻力与耐波性进行了研究并使用 VOF 方法对自由液面进行了捕捉。

上述研究方法虽能较准确计算水翼船的水动性能但未考虑空气动力因素影响,而空气动力对水翼型水上飞机水面滑行影响较大,因此本文提出了一种可偏转机翼布局水翼型水上飞机,采用空气动力和水动力耦合求解并结合动力学平衡方程方法对水动性能进行数值研究,该方法综合考虑了空气动力及水动力影响,尽可能准确计算水翼型水上飞机水动性能。

1 水翼型水上飞机偏转机翼布局特点

为满足水上飞机水面滑行和空中飞行综合性能的最优化,设计可偏转机翼水翼型水上飞机如图 1 所示,具体布局特点为:

(1) 水翼型水上飞机机翼分为固定机翼与偏转机翼两部分,固定机翼采用 NACA4415 翼型,偏转机翼采用 SIMPLE9 翼型。SIMPLE9 翼型为弓背形翼型,压力分布均匀,能有效降低发生空泡的可能性,具有优异的水动性能。

(2) 水翼型水上飞机尾部安装有尾部水翼,尾部水翼采用 SIMPLE9 翼型。

(3) 尾翼采用常规的 T 型尾翼设计防止平尾受到机身溅起波浪的影响,螺旋桨发动机安装在垂尾上。

飞机水面滑行状态如图 1(a)所示,偏转机翼偏转至与水平面呈 30° 角,当飞机速度达到一定值,偏转机翼与尾部水翼产生的水动升力将机身抬离水面减小飞机水动阻力。飞机离水起飞后,如图 1(b)所示,偏转机翼偏转至与水平面水平,此时机翼能够提供更大的升力。飞机静止在水中时水线位置图如图 1(c)所示,其中深色部分为飞机浸在水中部分。

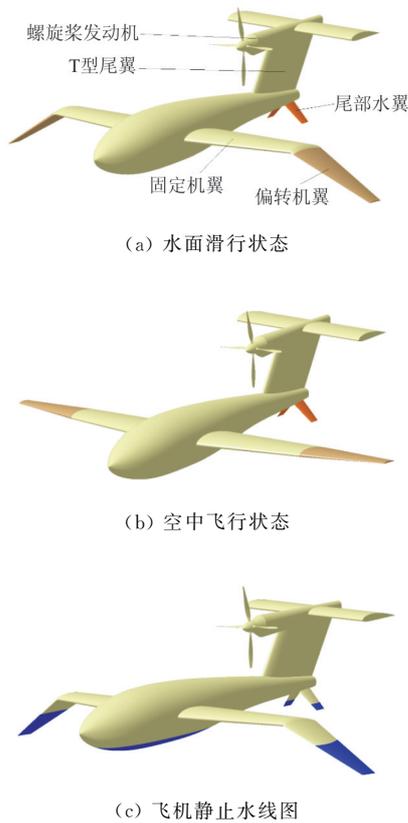


图 1 可偏转机翼水翼型水上飞机布局特点
Fig. 1 The layout characteristics of wing-deflectable hydrofoil seaplane

2 水动特性分析

2.1 水动力计算方法

水面起飞过程比陆地起飞过程更加复杂,首先需要考虑水面波浪对其飞行姿态的影响,其次除了空气动力与发动机推力大小及方向的影响,还存在不断变化的水动力与重力的作用^[6]。若直接对水上飞机进行数值模拟,由于水上飞机对水面与空气两种介质的网格与边界条件要求不同,存在计算不兼容的问题,计算时间长且计算精度较低^[3]。因此需要将空气动力与水动力分别求解,再通过动力学方程将两者结合修正水上飞机飞行参数,其具体计算流程如图 2 所示,首先给定一个初始飞行条件如飞行速度、飞机俯仰角、发动机推力与方向等,分别计算该状态下水动力与空气动力,通过动力学平衡方程修正飞机飞行姿态,同时改变水线高度,迭代计算直至飞机达到平衡条件,得到该平衡条件下飞机的水动特性。空气动力计算模型不包括后段偏

转机翼与尾部水翼,水动力计算模型只包含飞机机身、机翼与尾部水翼,其动力学平衡方程^[10]为

水平方向:

$$m\dot{\mu} = nP \cos(\Psi + \varphi) - D - W \quad (1)$$

竖直方向:

$$mg = L_w + L_a + T - nP \sin(\Psi + \varphi) \quad (2)$$

绕重心转动:

$$L_{\varphi_s} x_1 + L_{h_s} x_2 + L_a x_3 = 0 \quad (3)$$

式中: P 、 D 、 W 分别为发动机推力、水平方向空气阻力和水动阻力; n 为发动机台数; m 为飞机质量; g 为重力加速度; Ψ 为纵倾角; φ 为发动机推力线与飞机下构造线的夹角; $\dot{\mu}$ 为水平方向加速度; L_w 、 L_a 分别为竖直方向水动升力与气动升力; L_{φ_s} 、 L_{h_s} 分别为偏转机翼和尾部水翼竖直方向水动升力; x_1 、 x_2 和 x_3 为偏转机翼、尾部水翼与机翼气动中心的坐标位置。

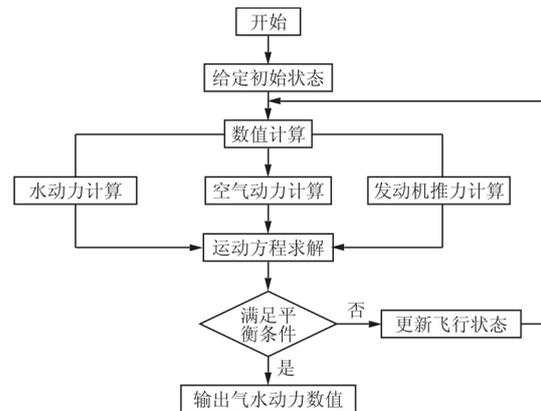


图 2 水面滑行计算流程图

Fig. 2 Flow chart for calculation during surface taxiing

2.2 水动力计算方法验证

由于水翼型水上飞机贴近水面起飞,因此进行空气动力计算时需要考虑地面效应对其气动性能的影响,本文选择 NACA0012 三维地效矩形机翼^[11]进行空气动力算例验证,机翼弦长 $c=400$ mm,机翼展长 $l=800$ mm,机翼后缘到地面距离 $h=40$ mm,来流速度 $V=50$ m/s。

数值计算采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型,压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法。计算结果与文献^[11]试验结果对比如表 1 所示,可以看出:升阻系数误差均在 5% 以内,表明上述计算方法适用于空气动力计算。

对 Wigley 船型^[12]在不同弗汝德数下进行水动力算例验证,Wigley 船型方程为

$$y = A \left[\frac{2x}{L} \left(1 - \frac{x}{L} \right) \right] \left[1 - \left(\frac{z}{H} \right)^2 \right] \quad (4)$$

式中: A 为船宽; L 为船长; H 为吃水深度; $0 \leq x \leq L$, $-H \leq z \leq 0$,其中 $L = 2.5 \text{ m}$, $A = 0.25 \text{ m}$, $H = 0.156 \text{ m}$ 。

表 1 NACA0012 机翼模型试验数据与 CFD 模拟结果比较

Table 1 Comparison of NACA0012 wing model test data with CFD simulation results

$\alpha / (^\circ)$	CFD 模拟结果		试验结果		误差 / %	
	C_L	C_D	C_L	C_D	C_L	C_D
6	0.512	0.028	0.505	0.029	1.4	3.4
8	0.658	0.042	0.629	0.044	4.6	4.5
10	0.757	0.064	0.739	0.062	2.4	3.2
12	0.865	0.075	0.842	0.077	2.7	3.0
14	0.942	0.098	0.909	0.094	3.6	4.3
16	0.994	0.110	0.972	0.112	2.3	1.8

采用 RNG 湍流模型进行数值计算,采用 VOF 方法对自由水面进行捕捉。计算结果与文献[12]试验数据对比结果如表 2 所示(表中 C_{T_1} 为 CFD 模拟结果, C_{T_2} 为试验结果),可以看出:总阻力系数误差在 5% 以内,表明上述计算方法适用于水动力计算。

表 2 Wigley 模型试验数据与 CFD 模拟结果比较

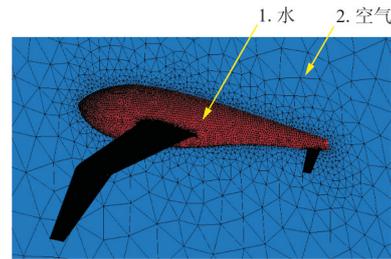
Table 2 Comparison of Wigley model test data with CFD simulation results

F_r	C_{T_1}	C_{T_2}	误差 / %
0.200	0.004 30	0.004 10	4.65
0.250	0.004 60	0.004 52	1.79
0.260	0.004 70	0.004 77	1.49
0.289	0.004 87	0.005 01	2.87
0.408	0.005 80	0.006 01	3.62

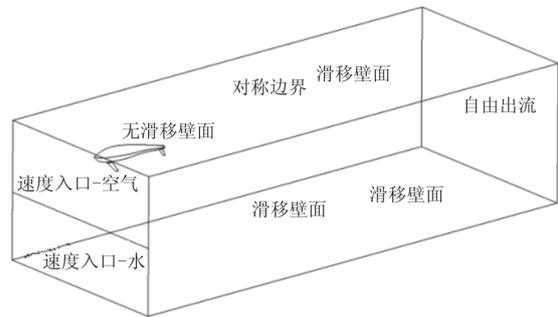
2.3 水动性能计算

水翼型水上飞机水面起飞过程中,偏转机翼偏转 30° ,水动力计算网格如图 3(a)所示,其中 1 代表水,2 代表空气,1、2 的分界线为飞机水线位置;边界条件设置如图 3(b)所示,速度入口分为空气入口和水入口,采用速度入口边界条件,速度大小设置相同,出口为自由出流,底面为移动壁面,对称面为对称边界,飞机为无滑移壁面,其他面均为滑

移壁面。水翼型水上飞机速度 $V = 12 \text{ m/s}$ 时水线位置图如图 4 所示,水翼型水上飞机自身浮力 F_T 变化曲线图如图 5 所示。



(a) 水动力计算网格



(b) 边界条件

图 3 网格及边界条件

Fig. 3 Mesh and boundary conditions

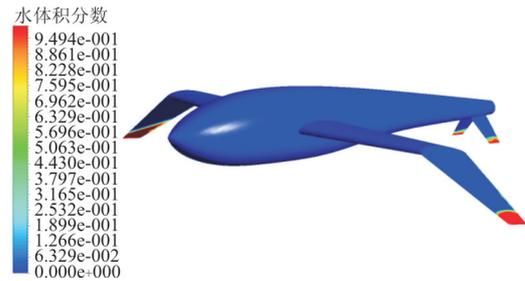


图 4 速度 $V = 12 \text{ m/s}$ 时水线及水面状态图

Fig. 4 Water line chart at $V = 12 \text{ m/s}$

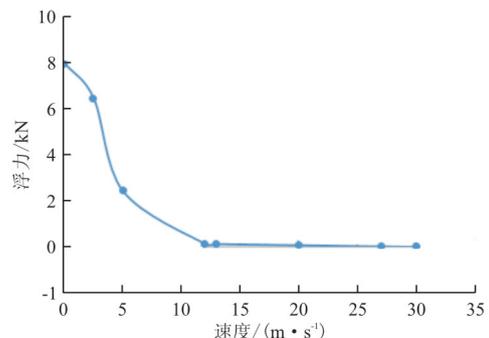


图 5 水翼型水上飞机浮力变化曲线图

Fig. 5 Curve chart of buoyancy of hydrofoil seaplane

从图 4~图 5 可以看出:随着飞机速度的增加,偏转机翼和尾部水翼产生的水动升力随之增大,将飞机机身逐渐抬离水面,飞机浸水部分体积不断减小,从而所受浮力迅速减小;速度 $V = 12 \text{ m/s}$ 时,飞机的水动升力将机身完全抬离水面,此时只有小部分偏转机翼及尾部水翼在水中,飞机浮力变化缓慢。

水翼型水上飞机总升力随速度变化曲线图如图 6 所示,可以看出:当水翼型水上飞机速度低于 12 m/s 时,机身未离开水面,偏转机翼浸水面积较大,因此随着速度的增加,水动升力升高较快,最大水动升力为 $6\,966 \text{ N}$,约占总升力的 88.1% ,该阶段由于飞机速度较小,空气动力影响不大,当速度超过 12 m/s 后,机身离开水面,总升力变化不大,偏转机翼浸水面积减小加快,产生的水动升力逐渐减小,而飞机的气动升力逐渐增加,当速度超过 24 m/s 时,气动升力超过水动升力,当速度达到 30 m/s 时,水动升力降至 0 ,水翼型水上飞机离开水面。

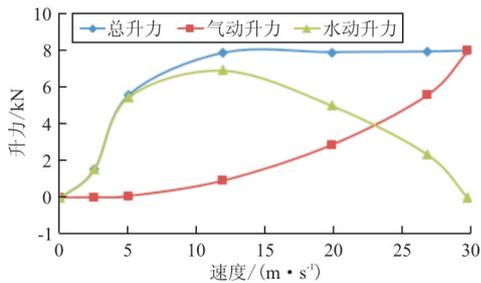


图 6 水翼型水上飞机总升力随速度变化曲线图

Fig. 6 Curve chart of total lift change with velocity of hydrofoil seaplane

水翼型水上飞机总阻力随速度变化曲线图如图 7 所示,可以看出:当水翼型水上飞机速度低于 12 m/s 时,空气阻力增加缓慢,水动阻力急剧增加,阻力主要来源于偏转机翼的水动阻力,最大水动阻力为 $1\,465 \text{ N}$,该阶段随着速度的增加,由于飞机速度较小,水动升力不足以将机身抬离水面,水翼型水上飞机浸水面积较大,水动阻力增加较快;当速度超过 12 m/s 后,机身离开水面,水动阻力开始下降,空气阻力上升加快,水翼型水上飞机水面起飞过程所受最大阻力为 $1\,511 \text{ N}$ 。

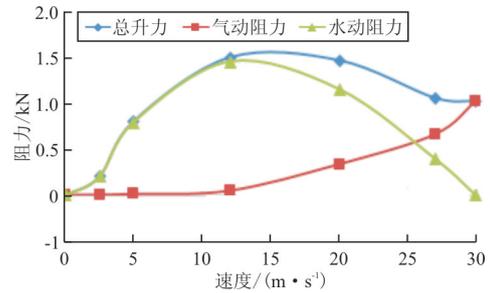


图 7 水翼型水上飞机总阻力随速度变化曲线图

Fig. 7 Curve chart of total drag change with velocity of hydrofoil seaplane

为验证水翼型水上飞机偏转机翼布局的水动性能,选用双浮筒型水上飞机作为参考模型进行对比研究。双浮筒型水上飞机与水翼型水上飞机具有相同的机身和尾翼形状,机翼采用 NACA4415 翼型,弦长、安装角、水平投影面积与水翼型水上飞机相同,双浮筒水上飞机取消水翼设计,在机身下部安装两个大小形状一致的浮筒,如图 8 所示。双浮筒型水上飞机依靠浮筒在水面滑行,在水面漂浮时两个浮筒承受了飞机的全部重量。



图 8 双浮筒型水上飞机计算模型

Fig. 8 Computational model of double-float seaplane

采用与水翼型水上飞机相同数值模拟方法对双浮筒型水上飞机进行计算。两种构型浮力随速度变化曲线图如图 9 所示。

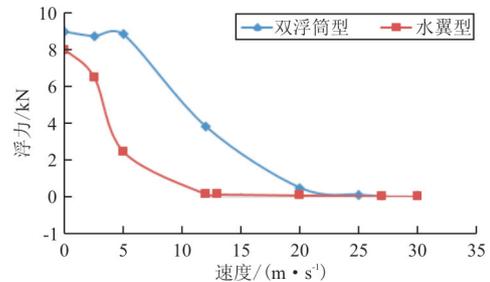


图 9 两种构型浮力随速度变化曲线图

Fig. 9 Buoyancy vs velocity for two configurations

从图 9 可以看出:随着速度的增加,飞机浸水体积在逐渐减小,水翼型水上飞机浸水体积减小速

率快于双浮筒型水上飞机,因为水翼产生的水动升力要远远大于浮筒产生的水动升力,当水翼型水上飞机机身离开水面后,飞机自身浮力较小。两种构型总阻力随速度变化曲线图如图 10 所示。

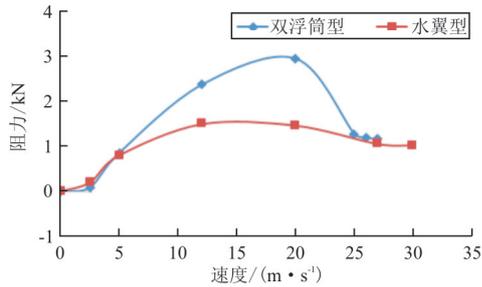


图 10 两种构型总阻力随速度变化曲线图

Fig. 10 Total drag vs velocity for two configurations

从图 10 可以看出:当速度 $V < 2.5 \text{ m/s}$ 时,双浮筒型水上飞机所受阻力比水翼型水上飞机小,飞机速度较小时,水翼产生的水动升力对水翼型水上飞机浸水体积影响不大而附加的水翼增加了全机的水动阻力。速度 $5 \text{ m/s} < V < 20 \text{ m/s}$ 时,双浮筒型水上飞机所受阻力迅速增加,其阻力峰值约为水翼型水上飞机阻力峰值的 1.97 倍。速度 $20 \text{ m/s} < V < 27 \text{ m/s}$ 时,浮筒浸水体积较小,所产生的水动阻力减小,与水翼型水上飞机阻力差值在减小。

以上分析说明,水翼型水上飞机偏转机翼布局总阻力总体上要小于双浮筒型水上飞机,双浮筒型水上飞机阻力峰值约为水翼型水上飞机偏转机翼布局的 1.97 倍,水翼型水上飞机偏转机翼布局能够有效提高水上飞机的水动性能。

3 气动特性分析

分别对水翼型水上飞机偏转机翼布局 and 双浮筒型水上飞机进行空中巡航气动特性计算,验证水翼型水上飞机偏转机翼布局气动特性。

3.1 气动特性计算方法验证

气动特性计算采用 DLR-F6 模型进行验证,CFD 计算结果与文献[13]试验数据进行对比。计算状态为:雷诺数 $Re = 5 \times 10^6$,马赫数 $Ma = 0.75$ 。选用 S-A 湍流模型,压力-速度耦合采用 SIMPLEC 算法,DLR-F6 机身非结构网格如图 11 所示。

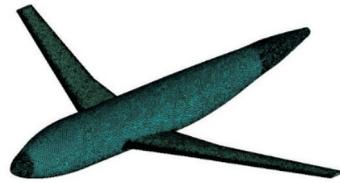
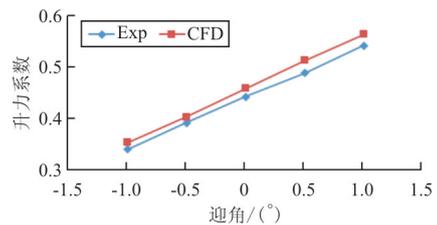


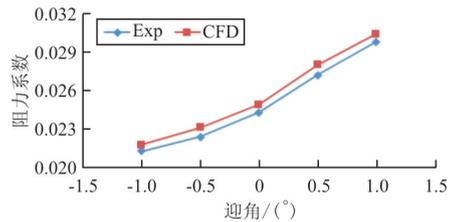
图 11 DLR-F6 模型计算网格

Fig. 11 Computation mesh for DLR-F6 model

DLR-F6 模型数值计算结果与试验数据^[13]对比图如图 12 所示,可以看出:CFD 方法能够较准确地模拟升阻力系数变化趋势,计算误差在 5% 以内,说明上述计算方法适用于本文计算。



(a) 升力系数随迎角变化对比图



(b) 阻力系数随迎角变化对比图

图 12 DLR-F6 模型 CFD 模拟与试验数据对比图

Fig. 12 Comparison of CFD simulation and test data of DLR-F6 model

3.2 水翼型水上飞机气动性能计算

为研究偏转机翼布局对飞机气动性能的影响,首先对 NACA4415 和 SIMPLE9 两种翼型的气动性能进行分析。计算模型中机翼水平状态下的水平面投影面积、根梢比及平均气动弦长相同。两种翼型飞机在巡航速度 $V = 237 \text{ km/h}$ 下升力系数、阻力系数、升阻比随迎角变化曲线图如图 13 所示,可以看出:采用 NACA4415 翼型飞机失速迎角为 12° ,采用 SIMPLE9 翼型飞机失速迎角为 8° ;采用 NACA4415 翼型的最大升力系数约为采用 SIMPLE9 翼型的 1.27 倍,同时,迎角不超过 8° 时,两种翼型阻力系数缓慢增加;采用 SIMPLE9 翼型阻

力系数与采用 NACA4415 翼型十分接近,当飞机迎角超过 8° ,采用 SIMPLE9 翼型飞机阻力系数急剧增加,其阻力系数明显大于采用 NACA4415 翼型;迎角为 12° 时,采用 NACA4415 翼型阻力系数约为采用 SIMPLE9 翼型的 71%。采用 NACA4415 翼型能产生更高的升力,且所受阻力更小,同时飞机可变迎角范围更广,更适合飞机空中巡航飞行。SIMPLE9 翼型为弓背形翼型,其翼面水平,翼面表面压力分布均匀,相比于 NACA4415 翼型,其产生局部压力极小值的概率更低,因此更不容易产生空泡,其水动性能优于 NACA4415 翼型。上述分析表明结合 SIMPLE9 翼型水动性能的优异性与 NACA4415 气动性能优于 SIMPLE9 翼型的特点,水翼型水上飞机固定机翼采用 NACA4415 翼型,偏转机翼采用 SIMPLE9 翼型比机翼采用单一 NACA4415 翼型或 SIMPLE9 翼型具有更优的水动与气动综合性能。

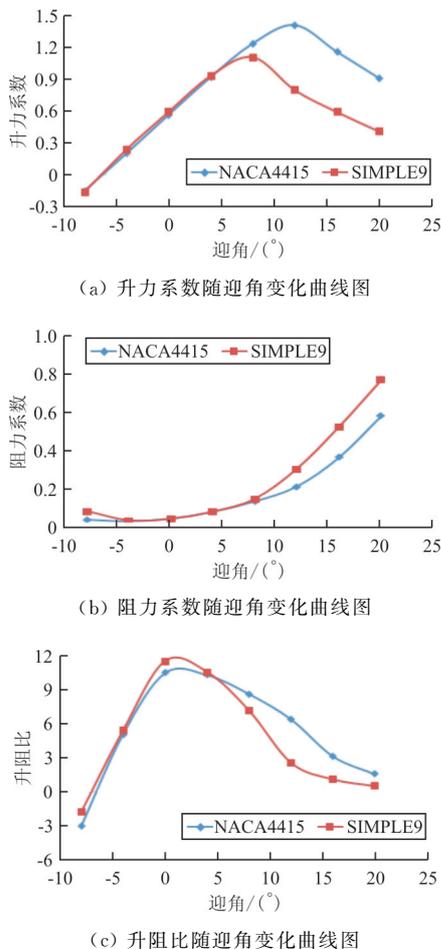


图 13 两种翼型飞机气动特性图

Fig. 13 Aircraft aerodynamic performance of two airfoils

水翼型水上飞机在空中飞行时,偏转机翼能够改变偏转角度,为分析偏转机翼偏转角度对飞机气动特性造成的影响,对飞机分别偏转后段机翼 30° 、 20° 、 10° 及 0° 四种状态进行数值模拟。后段偏转机翼不同偏转角升力占总升力比值变化曲线图如图 14 所示。

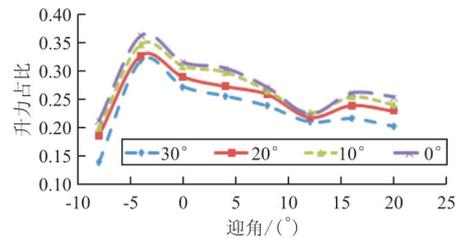


图 14 不同偏转角偏转机翼升力占比图

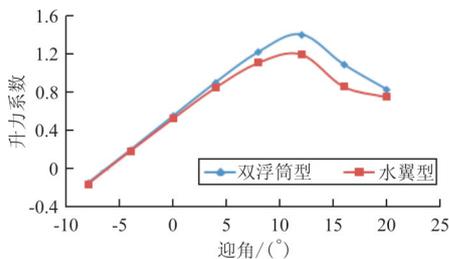
Fig. 14 Lift proportion chart of deflecting wing at different deflection angles

从图 14 可以看出:不同偏转角偏转机翼升力在机翼总升力的占比变化趋势相同,偏转机翼偏转角越小,其升力占比越大。当迎角 $\alpha < -4^\circ$ 时,后段机翼升力占比在逐渐提升,说明迎角 $\alpha < -4^\circ$ 时 SIMPLE9 翼型升力增加速率高于 NACA4415 翼型,偏转机翼升力占机翼总升力比值最高在 32% 至 35% 之间。当迎角 $-4^\circ < \alpha < 8^\circ$ 时,后段偏转机翼升力占比逐渐减小,此时, NACA4415 翼型升力增速高于 SIMPLE9 翼型,升力增加主要由固定机翼提供。当迎角 $8^\circ < \alpha < 12^\circ$ 时,后段偏转机翼升力占比减小速率加快,此时偏转机翼已超过失速迎角升力减小而固定机翼升力仍在增大,从而导致偏转机翼升力占比急剧下降。当迎角 $\alpha > 12^\circ$ 时,固定机翼已超过失速迎角,其产生升力急剧降低,偏转机翼升力占比开始上升,随着偏转机翼偏转角的逐渐减小,偏转机翼升力占比在逐渐增大,因为随着偏转角的逐渐减小,偏转机翼在升力方向的投影面积逐渐增大,升力方向力的分量逐渐增大,当偏转角为 0° 时,偏转机翼在升力方向的投影面积达到最大,产生的升力最大,此时整个机翼产生的升力也达到最大。

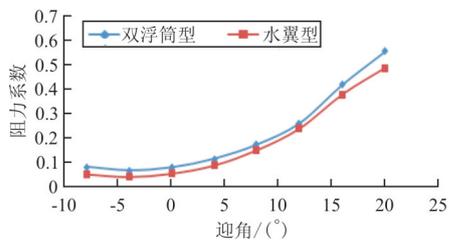
以上分析说明,水翼型水上飞机偏转机翼布局具有较好的气动特性,机翼翼型分段布置能够获得优良的水动与气动综合性能,偏转机翼偏转 0° 时飞机气动性能最优。

为验证水翼型水上飞机偏转机翼布局的气动性能,选用水动验证部分的双浮筒型水上飞机作为

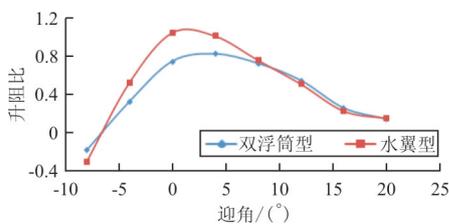
参考模型进行对比研究。使用与水翼型水上飞机相同条件对双浮筒型水上飞机进行数值模拟,得到如图 15 所示结果。从图 15(a)~(c)可以看出:在升阻性能方面,两者升阻系数随迎角变化趋势相同。在计算迎角范围内双浮筒型水上飞机升力系数较高于水翼型水上飞机升力系数,飞机迎角 $8^\circ < \alpha < 12^\circ$ 时,水翼型水上飞机升力系数增速慢于双浮筒型水上飞机,双浮筒型水上飞机最大升力系数是水翼型水上飞机的 1.17 倍,原因在于双浮筒型水上飞机机翼采用 NACA4415 翼型而水翼型水上飞机偏转机翼采用 SIMPLE9 翼型,当迎角 α 超过 8° 后,偏转机翼失速导致机翼升力上升速度变慢。在计算迎角范围内,双浮筒型水上飞机阻力系数较高于水翼型水上飞机,水翼型水上飞机最大升阻比是双浮筒型水上飞机的 1.4 倍,迎角 $\alpha = 12^\circ$ 时,双浮筒型水上飞机阻力系数是水翼型水上飞机的 1.1 倍。进一步分析尾部水翼对水翼型水上飞机阻力性能的影响如图 15(d)~(e)所示,可以看出:尾部水翼阻力 D_{wbsy} 占全机阻力 D_{sy} 最高比值为 0.02,而浮筒阻力 D_{β} 占全机阻力 D_{fj} 最高比值为 0.31,尾部水翼阻力占全机阻力比值远远低于浮筒阻力占全机阻力比值。



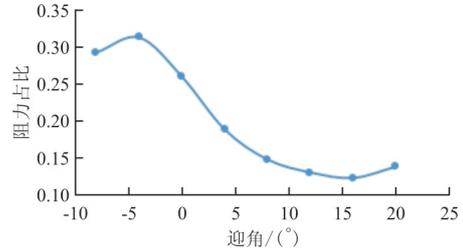
(a) 升力系数随迎角变化曲线图



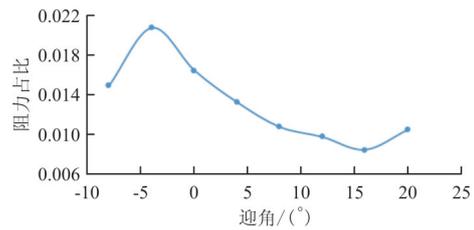
(b) 阻力系数随迎角变化曲线图



(c) 升阻比随迎角变化曲线图



(d) 浮筒阻力 D_{β} 占全机阻力 D_{fj} 比值随迎角变化曲线图



(e) 尾部水翼阻力 D_{wbsy} 占全机阻力 D_{sy} 比值随迎角变化曲线图

图 15 两种构型气动特性

Fig. 15 Aerodynamic characteristics of two configurations

以上分析说明,水翼型水上飞机的尾部水翼对全机气动阻力影响不大,双浮筒型水上飞机的浮筒装置大大增加了全机的气动阻力。

4 结 论

(1) 水翼型水上飞机偏转机翼布局能够有效降低飞机水上起飞过程中的水动阻力。水翼能够产生足够的水动升力将机身抬高水面以达到迅速降低飞机浸水面积的作用。

(2) 固定机翼采用 NACA4415 翼型与偏转机翼采用 SIMPLE9 翼型能够得到更优的水动与气动综合性能。

(3) 传统双浮筒型水上飞机的浮筒装置的气动阻力较大,水翼型水上飞机偏转机翼布局能够有效降低整机气动阻力。

(4) 下一步研究可进行偏转机翼翼型及外形参数优化设计以进一步提升其气水动性能,研究偏转机翼结构设计特点,使其能够满足水空两介质工作要求。

参考文献

[1] 褚林塘. 水上飞机水动力设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 1.
 Chu Lintang. Seaplane hydrodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 1. (in Chinese)
 [2] 王武红, 兰芝芳, 叶树林. 世界飞机手册[M]. 北京: 航空

- 工业出版社, 1992.
- Wang Wuhong, Lan Zhifang, Ye Shulin. World's aircraft handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992. (in Chinese)
- [3] 邱良骏. 两栖飞机综合气动性能优化设计[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
- Qiu Liangjun. Integrated aerodynamic and hydrodynamic optimization of amphibious aircraft[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)
- [4] 上官纯飞. 两栖飞机综合气动性能优化设计[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.
- Shangguan Chunfei. Numerical validation of hydrodynamic performance on a seaplane[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [5] 郭小良, 邓庆华. FT300 水陆两用型三座轻型飞机的研制[J]. 南京航空航天大学学报, 1996, 28(4): 449.
- Guo Xiaoliang, Deng Qinghua. Development study on the three seat FT300 amphibian light aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1996, 28(4): 449. (in Chinese)
- [6] 陈晓明. 水翼在地效飞行器中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- Chen Xiaoming. Application research of hydrofoil in wing-in-ground effect craft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [7] 迟云鹏, 王少新, 孟宪钦, 等. 槽道水翼滑翔艇阻力性能试验研究[J]. 大连理工大学学报, 1996(4): 466-470.
- Chi Yunpeng, Wang Shaoxin, Meng Xianqin, et al. Investigation of resistance performance test for channel planning craft with hydrofoils[J]. Journal of Dalian University of Technology, 1996(4): 466-470. (in Chinese)
- [8] 唐建飞, 杨帅. 高速艇水翼减阻方案及翼滑艇阻力估算方法[J]. 船舶力学, 2015(1/2): 69-77.
- Tang Jianfei, Yang Shuai. Drag reduction regime by hydrofoil and resistance estimation method for gliding-hydrofoil craft[J]. Journal of Ship Mechanics, 2015(1/2): 69-77. (in Chinese)
- [9] 周进. 带固定水翼滑翔艇阻力与耐波性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- Zhou Jin. The research of resistance and seakeeping of planning craft with fixed hydrofoil[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017. (in Chinese)
- [10] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [11] 贾青, 杨韡, 杨志刚. 地效翼空气动力风洞试验[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2015, 43(4): 605-610.
- Jia Qing, Yang Wei, Yang Zhigang. Wing tunnel test studies of wing in ground effect aerodynamics[J]. Journal of Tongji University(Natural Science), 2015, 43(4): 605-610. (in Chinese)
- [12] Kajitani H, Miyat H, Ikehata M, et al. The summary of the cooperative experiment on wigley parabolic model in Japan Varnathe [R]. ITTC Resistance Committee, DT-NSRDC-85/011, 1985.
- [13] Brodersen O, Stürmer A. DLR institute of design aerodynamics: VA-20191-4344[R]. California; VA, 2001.

作者简介:

申遂愿(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:新构型飞行器总体设计。

朱清华(1975—),男,博士,副教授。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

曾嘉楠(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

朱振华(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:自转旋翼机总体设计。

王坤(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:直升机飞行动力学。

(编辑:丛艳娟)